

УДК 629.78

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПЛОСКОГО УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА ФОРМАТА CUBESAT НА ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЕ

Ращупкина А. В., Самсонов Д. С., Баринаева Е. В.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

При движении на наноспутник действуют возмущающие моменты следующего рода: гравитационный момент; аэродинамический момент; момент от давления солнечных лучей; момент от ударов метеоритных частиц; магнитный момент; реактивный момент, возникающий в результате истечения газа из корпуса наноспутника; момент от внутренних движущихся масс и наличия гибких элементов конструкции. Зная данные моменты можно рассчитать, каким образом поведет себя неуправляемый наноспутник на заданной орбите. В работе рассматриваются два момента: аэродинамический и гравитационный. На высотах 200 – 250 км преобладает аэродинамический момент; на высотах 300 – 500 км аэродинамический и гравитационный моменты сравнимы; на высоте более 700 км аэродинамическим моментом можно пренебречь в связи с малой плотностью атмосферы [1].

Целью данной работы является изучение влияния гравитационного и аэродинамического моментов на относительное движение наноспутника во время движения его центра масс по эллиптической орбите.

На величину аэродинамического и гравитационного моментов влияют такие параметры как: форма и массово-инерционные характеристики тела, скорость его поступательного движения и ориентация к направлению скорости, плотность атмосферы, расстояние до центра Земли, а в случае движения по эллиптической орбите и угловые скорости вращения и ускорение движения тела, которые зависят от угла истинной аномалии и угла атаки. Рассмотрен случай плоского относительного движения наноспутника по эллиптической орбите, которая предполагается постоянной. В данном случае гравитационный и аэродинамический моменты лежат в одной плоскости, а угол собственного вращения и угол прецессии обращаются в ноль. Используя теорему об изменении кинетического момента относительно центра масс и проецируя моменты на оси связанной системы координат, получим следующее уравнение для угла атаки:

$$\ddot{\alpha} = \frac{M_{gy} + M_{ay}}{B} - \dot{\omega}_{орб}, \quad (1)$$

где α – угол атаки, M_{gy}, M_{ay} – проекции гравитационного и аэродинамических моментов на ось Oy связанной системы координат, B – главный центральный момент инерции относительно оси Oy , $\dot{\omega}_{орб}$ – изменение орбитальной скорости.

Для изучения общих свойств движения наноспутника по плоской эллиптической орбите применен метод фазовых портретов, который определяется зависимостью между $\dot{\alpha}$ и α . Численным интегрированием получена зависимость угла атаки от времени. Таким образом, можно определить характер движения наноспутника в данный момент. В работе показано, что наноспутник, двигаясь по эллиптической орбите, в зависимости как от параметров орбиты, так и от начальных условий углового движения, может совершать не только вращательные или колебательные движения с различными амплитудами, но и многократные переходы между ними.

Библиографический список

1. Белецкий В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс [Текст] / В.В. Белецкий. – М.: Наука, 1965.